

## Al-Cu-Mg alloy aircraft structural element

<b>Patent number:</b>	EP11114877	<b>Also published as:</b>	
<b>Publication date:</b>	2001-07-11		
<b>Inventor:</b>	LASSINCE PHILIPPE (FR); LEQUEU PHILIPPE (FR); WARNER TIMOTHY (FR)		US6569542 (B2) US2001006082 (A1) FR2802946 (A1)
<b>Applicant:</b>	PECHINEY RHENALU (FR)		
<b>Classification:</b>		<b>Cited documents:</b>	
- international:	C22C21/16; C22F1/057		FR1379764 US5376192 US4610733 FR2472618
- european:	C22F1/057, C22C21/16		
<b>Application number:</b>	EP20000420263 20001220		
<b>Priority number(s):</b>	FR19990016610 19991228		

### Abstract of EP11114877

An aircraft structure component has a rolled, extruded, or forged product, as a starting material, made of an alloy containing (wt.%): copper (4.6-5.3), magnesium (0.10-0.50), manganese (0.15-0.45), silicon (less than 0.10), iron (less than 0.15), zinc (less than 0.20), chromium (less than 0.10), other elements (less than 0.05 each, less than 0.15 total), and aluminum (balance).

An aircraft structure component, particularly a lower wing component of an aircraft, consists of a rolled, extruded, or forged product, as a starting material, which is made of an alloy containing (wt.%): copper (4.6-5.3), magnesium (0.10-0.50), manganese (0.15-0.45), silicon (less than 0.10), iron (less than 0.15), zinc (less than 0.20), chromium (less than 0.10), other elements (less than 0.05 each, less than 0.15 total), and aluminum (balance) treated by solution heat treating, quenching, controlled tension to more than 1.5 % permanent deformation, and aging.

An Independent claim is also included for a process of manufacturing the aircraft structure component, including casting a plate or billet with the alloy composition, homogenizing the plate or billet, hot transforming the plate by rolling or the billet by extrusion or forging to obtain a product thicker than 10 mm, quenching the hot transformed product; and solution heat treating, controlled tensioning, aging, and machining the product.

Data supplied from the [esp@cenet](http://v3.espacenet.com/textdoc?DB=EPODOC&IDX=EP11114877) database - Worldwide

(19)



Europäisches Patentamt  
European Patent Office  
Office européen des brevets



(11)

**EP 1 114 877 A1**

(12)

**DEMANDE DE BREVET EUROPEEN**

(43) Date de publication:  
11.07.2001 Bulletin 2001/28

(51) Int Cl.7: **C22C 21/16, C22F 1/057**

(21) Numéro de dépôt: 00420263.6

(22) Date de dépôt: 20.12.2000

(84) Etats contractants désignés:  
**AT BE CH CY DE DK ES FI FR GB GR IE IT LI LU  
MC NL PT SE TR**  
Etats d'extension désignés:  
**AL LT LV MK RO SI**

• **Lassince, Philippe**  
63500 Issoire (FR)  
• **Lequeu, Philippe**  
63500 Issoire (FR)

(30) Priorité: 28.12.1999 FR 9916610

(71) Demandeur: **Pechiney Rhenalu**  
75116 Paris (FR)

(74) Mandataire: **Mougeot, Jean-Claude et al**  
**PECHINEY**  
Immeuble "SIS"  
217 ,cours Lafayette  
69451 Lyon Cedex 06 (FR)

(72) Inventeurs:  
• **Warner, Timothy**  
38340 Voreppe (FR)

(54) **Element de structure d'avion en alliage Al-Cu-Mg**

(57) L'invention a pour objet un élément de structure, notamment un élément d'intrados d'aile d'avion, réalisé à partir d'un produit laminé, filé ou forgé, en alliage de composition (% en poids) :

Cu : 4,6-5,3 Mg : 0,10-0,50 Mn :

0,15-0,45 Si < 0,10 Fe < 0,15 Zn < 0,20 Cr < 0,10 autres éléments < 0,05 chacun et < 0,15 au total, reste A1 traité par mise en solution, trempe, traction contrôlée à plus de 1,5% de déformation permanente et revenu.

**EP 1 114 877 A1**

**Description****Domaine de l'invention**

[0001] L'invention concerne des éléments de structure d'avion, notamment des panneaux de peau et des raidisseurs d'intrados de voilure pour avions commerciaux de grande capacité, réalisés à partir de produits laminés, filés ou forgés en alliage AlCuMg à l'état traité par mise en solution, trempe et revenu, et présentant, par rapport aux produits de l'art antérieur utilisés pour la même application, un compromis amélioré entre les différentes propriétés d'emploi requises.

[0002] La désignation des alliages et des états métallurgiques utilisée ci-après correspond à la nomenclature de l'Aluminum Association, reprise par les normes européennes EN 515 et EN 573 partie 3.

**Etat de la technique**

[0003] Les ailes d'avions commerciaux de grande capacité comportent une partie supérieure (ou extradados) constituée d'une peau fabriquée à partir de tôles épaisses en alliage 7150 à l'état T651, ou en alliage 7055 à l'état T7751 ou 7449 à l'état T7951, et de raidisseurs fabriqués à partir de profilés du même alliage, et une partie inférieure (ou intrados) constituée d'une peau fabriquée à partir de tôles épaisses en alliage 2024 à l'état T351 ou 2324 à l'état T39, et de raidisseurs fabriqués à partir de profilés du même alliage. Les deux parties sont assemblées par des longerons et des nervures.

[0004] L'alliage 2024 selon la désignation de l'Aluminum Association ou la norme EN 573-3 a la composition chimique suivante (% en poids) :

Si < 0,5 Fe < 0,5 Cu : 3,8 - 4,9 Mg : 1,2 - 1,8 Mn : 0,3 - 0,9 Cr < 0,10 Zn < 0,25 Ti < 0,15

[0005] Dans le but d'améliorer le compromis entre les différentes propriétés requises, notamment la résistance mécanique et la ténacité, diverses solutions alternatives ont été proposées. Boeing a développé l'alliage 2034 de composition :

Si < 0,10 Fe < 0,12 Cu : 4,2 - 4,8 Mg : 1,3 - 1,9 Mn : 0,8 - 1,3 Cr < 0,05 Zn < 0,20 Ti < 0,15 Zr : 0,08 - 0,15

[0006] Cet alliage a fait l'objet du brevet EP 0031605 (= US 4336075). Il présente, par rapport au 2024 à l'état T351, une meilleure limite d'élasticité spécifique due à l'augmentation de la teneur en manganèse et à l'ajout d'un autre antirecristallisant (Zr), ainsi qu'une ténacité et une résistance à la fatigue améliorées.

[0007] Le brevet US 5652063 (Alcoa) concerne un élément de structure d'avion réalisé à partir d'un alliage de composition (% en poids) :

Cu : 4,85 - 5,3 Mg : 0,51 - 1,0 Mn : 0,4 - 0,8 Ag : 0,2 - 0,8 Si < 0,1 Fe < 0,1 Zr < 0,25 avec Cu/Mg compris entre 5 et 9.

[0008] La tôle de cet alliage à l'état T8 présente une limite d'élasticité > 77 ksi (531 MPa). L'alliage est particulièrement destiné aux avions supersoniques.

[0009] Le brevet US 5593516 (Reynolds) concerne un alliage pour applications aéronautiques contenant de 2,5 à 5,5% Cu et 0,1 à 2,3% Mg, dans lequel les teneurs en Cu et Mg sont maintenues en dessous de leur limite de solubilité dans l'aluminium, et sont liées par les équations :

$Cu_{max} = 5,59 - 0,91 Mg$  et  $Cu_{min} = 4,59 - 0,91Mg$

[0010] L'alliage peut contenir également : Zr < 0,20% V < 0,20% Mn < 0,80% Ti < 0,05% Fe < 0,15% Si < 0,10%

[0011] Les brevets US 5376192 et US 5512112, issus de la même demande initiale, concernent des alliages de ce type contenant de 0,1 à 1% d'argent. On peut remarquer que l'utilisation d'argent dans ce type d'alliage conduit à une augmentation du coût d'élaboration et des difficultés pour le recyclage des chutes de fabrication.

[0012] Par ailleurs, on connaît depuis de nombreuses années des alliages du type « AU6MGT » selon l'ancienne désignation des alliages en France. Le brevet FR 1379764, déposé en 1963 par Pechiney, concerne l'utilisation d'un alliage de ce type de composition : Cu : 5 - 7 Mg : 0,10 - 0,50 Mn 0,05 - 0,50 Si < 0,30 Fe < 0,50 Ti : 0,05 - 0,25 pour la fabrication de bouteilles pour gaz comprimés.

[0013] L'Aluminum Association a enregistré en 1976 l'alliage 2001 de composition :

Cu : 5,2 - 6 Mg : 0,20 - 0,45 Mn : 0,15 - 0,50 Si < 0,20 Fe < 0,20 Cr < 0,10 Zn < 0,10 Ni < 0,05 Ti < 0,20 Zr < 0,05

[0014] A la connaissance des inventeurs, il n'existe pas d'autre utilisation industrielle de cet alliage que les bouteilles de gaz comprimés fabriquées par filage inverse.

**Problème posé**

[0015] Dans la construction d'avions commerciaux, la tendance actuelle est à l'utilisation croissante de produits très

épais, dans la masse desquels les éléments de structure sont usinés. Par exemple, pour certains avions de petite dimension, les peaux de voilure sont usinées à partir de tôles relativement épaisses afin de permettre l'usinage dans la masse des raidisseurs de voilure, alors que ceux-ci sont habituellement réalisés à partir de profilés ou de tôles pliées, et sont ensuite fixées mécaniquement à la peau. L'usinage intégral dans la masse de l'ensemble peau-raideurs conduit à une réduction des coûts de fabrication, puisque le nombre de pièces est réduit et qu'on évite l'assemblage. Par ailleurs, l'utilisation d'une structure non assemblée permet une réduction du poids de l'ensemble.

[0016] Il est donc souhaitable qu'en plus des propriétés habituellement recherchées pour les éléments de structure d'avions, à savoir une résistance mécanique élevée, une bonne tolérance aux dommages et une bonne résistance à la fatigue et aux différentes formes de corrosion, les tôles présentent des caractéristiques mécaniques homogènes sur toute l'épaisseur, c'est-à-dire que les propriétés ne varient pas de manière significative en fonction de l'épaisseur, typiquement entre 10 et 120 mm. D'autre part, plus on recourt à l'usinage, plus la stabilité à l'usinage est souhaitable, ce qui s'obtient par un faible niveau de contraintes internes. Or, il est connu que, pour une tôle épaisse, les caractéristiques mécaniques sont d'autant plus homogènes, et les contraintes internes d'autant plus réduites, que la tôle présente une faible sensibilité à la trempe.

[0017] Enfin, les ailes d'avions, notamment les avions de grande capacité, présentent un profil d'aile gaubé, avec une courbure à la fois dans le sens longitudinal et dans le sens transversal. Cette forme complexe peut être obtenue pendant l'opération de revenu dans un autoclave, par formage sur un moule, en mettant en dépression la face de la tôle du côté du moule par rapport à la face opposée, à l'aide d'un vide partiel. Il est impératif que cette opération soit réussie, pour éviter le rebut coûteux d'une pièce à forte valeur ajoutée, notamment pour les pièces de grande dimension. Le gage du succès réside dans un retour élastique le plus faible possible pour une forme de moule donnée, car le retour élastique est le plus souvent difficile à contrôler.

[0018] Le but de la présente invention est de fournir des éléments de structure d'avions présentant des propriétés au moins équivalentes à celles des mêmes éléments réalisés en alliage 2024 à l'état T351 en ce qui concerne les caractéristiques mécaniques statiques, la ténacité, la vitesse de propagation de fissures et la résistance à la corrosion, en utilisant des produits laminés, filés ou forgés présentant un faible niveau de contraintes résiduelles, une faible sensibilité à la trempe et une bonne aptitude au formage au revenu.

#### Objet de l'invention

[0019] L'invention a pour objet un élément de structure, notamment un élément d'intrados d'aile d'avion, réalisé à partir d'un produit laminé, filé ou forgé, en alliage de composition (% en poids) :

Cu : 4,6 - 5,3 Mg : 0,10 - 0,50 Mn : 0,15 - 0,45 Si < 0,10 Fe < 0,15 Zn < 0,20 Cr < 0,10 autres éléments < 0,05 chacun et < 0,15 au total, reste Al traité par mise en solution, trempe, traction contrôlée à plus de 1,5% de déformation permanente et revenu.

[0020] Cet élément présente l'une au moins des propriétés suivantes :

- limite d'élasticité  $R_{0,2}$  (sens TL) > 350 MPa, de préférence > 370 MPa,
- ténacité  $K_{Ic}$  (sens L-T) > 42 MPa $\sqrt{m}$
- résistance à la corrosion intercrystalline de type P selon la norme ASTM G110.

[0021] L'invention a également pour objet un procédé de fabrication d'un élément de structure comportant :

- a) la coulée d'une plaque ou d'une billette de la composition mentionnée ci-dessus,
- b) l'homogénéisation de cette plaque ou billette,
- c) la transformation à chaud de cette plaque par laminage ou de cette billette par filage ou forgeage pour obtenir un produit d'épaisseur supérieure à 10 mm,
- d) la trempe du produit transformé à chaud,
- e) la mise en solution de ce produit, de préférence à une température inférieure de moins de 10°C à la température de fusion commençante de l'alliage,
- f) la traction contrôlée du produit jusqu'à une déformation permanente de plus de 1,5%,
- g) le revenu du produit à une température supérieure à 160°C, éventuellement associé à un formage,
- h) l'usinage du produit éventuellement formé jusqu'à la forme finale de l'élément de structure.

[0022] Dans le cas où le produit est une tôle, la température d'entrée au laminage à chaud est de préférence inférieure d'au moins 40°C, et plus préférentiellement d'au moins 50°C, à la température de mise en solution.

## Description de l'invention

[0023] L'invention repose sur la constatation qu'un alliage de type 2001, avec certaines modifications de composition et une gamme de fabrication appropriée, pouvait présenter un ensemble de propriétés le rendant apte à l'utilisation dans des structures d'avions, et plus particulièrement dans les intrados d'ailes d'avions commerciaux de grande capacité, avec en plus des propriétés intéressantes en matière de faible sensibilité à la trempe, de faibles contraintes résiduelles et de formage au revenu.

[0024] Par rapport à l'alliage 2001, la plage de teneur en cuivre est nettement décalée vers le bas, tout en restant supérieure à celle des alliages 2024 ou 2034 pour intrados, pour compenser, dans son influence sur la résistance mécanique, la faible teneur en magnésium. Il est préférable de choisir une teneur en cuivre supérieure à 4,8%, voire à 4,9% ou même 5%. La teneur en magnésium est du même ordre que dans l'alliage 2001, et de préférence située entre 0,20 et 0,40%. Le rapport Cu/Mg est ainsi pratiquement toujours supérieur à 10, contrairement à l'enseignement du brevet US 5652063, qui préconise un rapport Cu/Mg compris entre 5 et 9.

[0025] La teneur en manganèse est contrôlée dans une plage relativement étroite. En dessous de 0,15%, on risquerait d'avoir un grain trop gros ; au-dessus de 0,45%, on obtient une structure non recristallisée qui n'est pas favorable à la maîtrise des contraintes résiduelles. Un domaine préférentiel est compris entre 0,25 et 0,40%. Il est à noter que, pour la même raison, et contrairement à l'enseignement du brevet US 5593516, l'alliage ne comporte aucun autre élément anti-recristallisant tel que le vanadium ou le zirconium.

[0026] Les teneurs en fer et en silicium sont maintenues respectivement en dessous de 0,15 et 0,10%, et de préférence en dessous de 0,09 et 0,08%, pour garantir une bonne ténacité. L'alliage peut comporter jusqu'à 0,2% de zinc, cette addition ayant un effet favorable sur la résistance mécanique, sans risque pour d'autres propriétés, comme la résistance à la corrosion.

[0027] La gamme de transformation comporte la coulée d'une plaque ou d'une billette, un réchauffage ou une homogénéisation à une température proche de la température de fusion commençante de l'alliage et une transformation à chaud par laminage, filage ou forgeage. Dans le cas du laminage, celui-ci peut comporter une passe, dite d'élargissement, dans le sens perpendiculaire à celui des autres passes, et destiné à améliorer l'isotropie du produit. La température de transformation à chaud se situe, de préférence, à un niveau légèrement plus bas que celle qu'adopterait l'homme de métier en référence à la température de mise en solution. Ainsi, en ce qui concerne le laminage, la température d'entrée se situe, de préférence, à au moins 40°C, voire 50°C, en dessous de la température de mise en solution, et la température de sortie de 20 à 30°C en dessous de la température d'entrée.

[0028] Le produit est soumis ensuite à une mise en solution aussi complète que possible, à une température proche, par exemple moins de 10°C en dessous, de la température de fusion commençante de l'alliage, tout en évitant la brûlure. Cette température se situe entre 520 et 535°C. La qualité de la mise en solution peut être contrôlée par analyse enthalpique différentielle. Le produit est ensuite trempé, par exemple par immersion dans l'eau froide, de manière à assurer une vitesse de refroidissement comprise entre 10 et 50°C/s. Après la trempe, le produit est tractionné jusqu'à une déformation permanente d'au moins 1,5%, de manière à le détensionner et à améliorer sa planéité.

[0029] Pour l'alliage selon l'invention, cette traction a également pour effet d'améliorer, par un effet d'écrouissage, la limite d'élasticité après revenu, de sorte qu'on peut qualifier l'état obtenu d'état T851, comme s'il s'agissait d'une passe spécifique d'écrouissage après trempe. Comme indiqué plus haut, le revenu proprement dit peut s'effectuer en même temps que la mise en forme du galbe de l'intrados. Ce revenu est effectué de préférence à une température supérieure à 160°C (et plus préférentiellement > 170°C), d'une durée permettant d'atteindre le pic de limite d'élasticité, comme pour un état T6. Typiquement, un revenu de temps équivalent à celui correspondant à 12 à 24 h à une température de 173°C est effectué ; toute combinaison temps-température permettant d'atteindre le pic de revenu de l'alliage est utilisable.

[0030] La structure métallurgique obtenue est, à l'inverse de celle des alliages 2024 et 2034, fortement recristallisée, avec un taux de recristallisation dépassant toujours 70%, et le plus souvent 90%, sur toute l'épaisseur.

[0031] Les éléments de structure selon l'invention présentent un compromis de propriétés (caractéristiques mécaniques statiques, ténacité, vitesse de propagation de fissures, résistance à la corrosion) qui les rendent aptes à être utilisés dans la construction aéronautique, et notamment à la fabrication d'intrados d'ailes. De plus, ces éléments peuvent être aisément réalisés par usinage et formés au revenu. Enfin, l'alliage utilisé se révèle facilement soudable par les techniques habituelles, ce qui peut permettre de réduire le nombre des assemblages rivetés.

## Exemples

## Exemple 1

[0032] On a préparé 6 alliages dont la composition est indiquée au tableau 1. L'alliage A est un alliage 2024-T3 de composition habituelle pour l'application intrados de voilure. L'alliage B est un alliage entrant dans le domaine de

## EP 1 114 877 A1

composition décrit dans le brevet US 5652063, mais sans addition d'argent. L'alliage C est conforme à l'invention. Les alliages D et E ne diffèrent de l'alliage C que par un silicium plus élevé pour D, un manganèse et un cuivre plus élevés pour E et F, et une addition de zirconium pour F.

Tableau 1

Alliage	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Ti	Zr
A	0,07	0,07	4,11	0,53	1,28	0,008	
B	0,06	0,08	4,73	0,30	0,67	0,065	
C	0,05	0,08	5,26	0,30	0,28	0,062	
D	0,15	0,08	5,28	0,30	0,31	0,065	
E	0,07	0,10	5,64	0,99	0,29	0,012	
F	0,06	0,08	5,47	0,67	0,29	0,014	0,11

[0033] Des plaques coulées de section 380 x 120 mm ont été homogénéisées, laminées à chaud à l'épaisseur 22 mm, mises en solution, trempées à l'eau froide, tractionnées à 2,3% de déformation permanente et revenues. Les paramètres de l'homogénéisation, du laminage à chaud (températures d'entrée), de mise en solution et de revenu sont indiqués au tableau 2.

Tableau 2

Alliage	Homogénéisation	Laminage à Chaud (entrée)	Mise en Solution	Revenu
A	4h 490°C	467°C	3h à 497°C	-
B	4h 490°C	467°C	3h à 518°C	16h à 173°C
C	4h 490°C	467°C	6h à 527°C	16h à 173°C
D	4h 490°C	472°C	6h à 527°C	16h à 173°C
E	1h 520°C	479°C	6h à 527°C	16h à 173°C
F	1h 520°C	474°C	6h à 527°C	16h à 173°C

[0034] On a mesuré sur les tôles traitées les caractéristiques mécaniques : résistance à la rupture  $R_m$  (en MPa), limite d'élasticité conventionnelle à 0,2%  $R_{0,2}$  (en MPa) et allongement à la rupture A (en %), sur des éprouvettes de traction de section circulaire selon la norme ASTM B 557, prélevées à mi-épaisseur dans les sens L et TL (3 éprouvettes par cas).

[0035] On a mesuré également la ténacité par le facteur d'intensité critique de contrainte  $K_{Ic}$  (en MPa $\sqrt{m}$ ) mesuré, selon la norme ASTM E 399, sur des éprouvettes CT20 prélevées à quart-épaisseur dans les sens L-T et T-L (2 éprouvettes par cas).

[0036] L'ensemble des résultats est regroupé au tableau 3.

Tableau 3

Alliage	$R_m$ (L)	$R_{0,2}$ (L)	A (L)	$R_m$ (TL)	$R_{0,2}$ (TL)	A (TL)	$K_{Ic}$ (L-T)	$K_{Ic}$ (T-L)
A	472	362	21,3	467	321	21,4	41,8	40,5
B	476	439	12,5	475	427	11,2	41,3	34,6
C	458	396	13,9	463	384	12,6	45,4	42,9
D	460	397	13,6	465	387	12,2	40,5	36,4
E	488	423	10,5	480	403	9,4	36,8	29,3
F	480	418	11,6	481	402	10,1	40,2	33,6

[0037] On constate que l'alliage C selon l'invention conduit à une limite d'élasticité nettement supérieure à celle du 2024, et un peu plus faible que celle des alliages B, E et F. L'allongement est plus faible que pour le 2024, mais meilleur que celui des alliages B, D, E et F. La ténacité est la meilleure de tous les alliages testés. On a donc un compromis

## EP 1 114 877 A1

favorable de ces diverses propriétés. En particulier, les résultats montrent l'effet défavorable, à la fois sur la ténacité et l'allongement, d'une augmentation de la teneur en silicium et en manganèse, ainsi que d'une addition de zirconium. [0038] On a procédé par ailleurs à des essais accélérés de corrosion inter cristalline sur des échantillons des 6 alliages, à l'état T351 pour l'alliage 2024 (A) et T851 pour les autres, en surface et à coeur, selon la norme ASTM G110. On note le type de corrosion observé : P pour piqures, I pour corrosion inter cristalline et P + I pour les deux. On mesure la profondeur maximum (P max en  $\mu\text{m}$ ), la profondeur de corrosion inter cristalline (P CI en  $\mu\text{m}$ ) et le pourcentage de corrosion inter cristalline sur l'échantillon. Les résultats sont indiqués au tableau 4 :

Tableau 4

All.	Surf.	Surf.	Surf.	Surf.	Coeur	Coeur	Coeur	Coeur
	Type	P max	P CI	% CI	Type	P max	P CI	% CI
A	I+P	160	70	10	I + P	260	260	60
B	P+I	130	30	10	P+I	160	50	10
C	P	150	-	-	P	120	-	-
D	P	150	-	-	P	120	-	-
E	P	200	-	-	P	140	-	-
F	P	220	-	-	P	170	-	-

[0039] On observe que l'alliage selon l'invention présente la seconde meilleure résistance à la corrosion inter cristalline en surface, et la meilleure à coeur. La différence entre les résultats à coeur et en surface est faible, ce qui est une propriété favorable lorsque l'élément de structure est fabriqué par usinage.

[0040] On a comparé enfin, pour les alliages A et C, les vitesses de propagation de fissures de fatigue da/dn dans la direction T-L, en mm/cycle, pour des valeurs de  $\Delta K$  comprises entre 15 et 30 MPa $\sqrt{\text{m}}$ , selon la norme ASTM E647. Les résultats (2 essais par alliage) sont indiqués au tableau 5.

Tableau 5

Alliage	10 MPa $\sqrt{\text{m}}$	15 MPa $\sqrt{\text{m}}$	20 MPa $\sqrt{\text{m}}$	25 MPa $\sqrt{\text{m}}$	30 MPa $\sqrt{\text{m}}$
A	6,2 10 <sup>-5</sup>	3,8 10 <sup>-4</sup>	8,3 10 <sup>-4</sup>	1,8 10 <sup>-3</sup>	3,8 10 <sup>-3</sup>
A	6,3 10 <sup>-5</sup>	3,8 10 <sup>-4</sup>	8,7 10 <sup>-4</sup>	1,9 10 <sup>-3</sup>	3,6 10 <sup>-3</sup>
C	1,2 10 <sup>-4</sup>	4,0 10 <sup>-4</sup>	8,6 10 <sup>-4</sup>	1,5 10 <sup>-3</sup>	2,6 10 <sup>-3</sup>
C	1,2 10 <sup>-4</sup>	4,2 10 <sup>-4</sup>	9,5 10 <sup>-4</sup>	1,8 10 <sup>-3</sup>	3,1 10 <sup>-3</sup>

[0041] On observe que les résultats sont à peu près comparables pour les deux alliages.

### Exemple 2

[0042] On a mesuré le niveau de contraintes résiduelles sur des tôles d'épaisseur 40 mm en alliage 2024, 2034 et selon l'invention, traitées toutes trois au même état T351. Les compositions (% en poids) sont données au tableau 6 :

Tableau 6

Alliage	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Ti	Zr
2024	0,12	0,20	4,06	0,54	1,36	0,02	
2034	0,05	0,07	4,30	0,98	1,34	0,02	0,10
Invent.	0,05	0,07	5,12	0,35	0,29	0,02	

[0043] La méthode de mesure des contraintes résiduelles est la méthode du barreau décrite dans le brevet EP 0731185 de la demanderesse. On a mesuré les flèches  $f_L$  et  $f_{TL}$  dans les sens L et TL (en microns) et calculé dans les deux cas le quotient  $f_L/l^2$ , l'épaisseur e et la longueur l du barreau étant exprimés en mm. Les résultats sont donnés au tableau 7 :

Tableau 7

alliage	e (mm)	l (mm)	$f_L (\mu m)$	$f_L e/l^2$	$f_{TL} (\mu m)$	$f_{TL} e/l^2$
2024	40	180	210	0,26	120	0,15
2034	40	180	147	0,18	129	0,16
invention	40	180	46	0,06	4	0,005
invention	80	385	84	0,05	136	0,07

[0044] On constate que, contrairement aux éprouvettes en alliage 2024 ou 2034, celles selon l'invention présentent une flèche telle que le produit  $f_L e$  est inférieur à  $0,10 l^2$ , ce qui est, comme on peut le voir dans le brevet EP 0731185 mentionné ci-dessus, l'indication d'un faible taux de contraintes internes.

[0045] On a mesuré, par analyse d'image sur des micrographies des 4 échantillons précédents, le taux de recristallisation (en %) en surface, à quart-épaisseur et à cœur.

[0046] Les résultats sont indiqués au tableau 8 :

Tableau 8

Alliage	e (mm)	Surface	Taux recrist. (quart-ép.)	Taux recrist. (à cœur)
2024	40	80	60	30
2034	40	12	0	0
Inv.	40	100	100	100
Inv.	80	100	100	100

[0047] On constate que l'alliage selon l'invention présente, à l'état traité, une structure complètement recristallisée dans toute l'épaisseur du produit..

### Exemple 3

[0048] On a mesuré sur des échantillons selon l'invention, d'épaisseur 15, 40 et 80 mm, traités à l'état T851, avec une température d'entrée au laminage à chaud de 475°C, une mise en solution de 2 h à 528°C, et un revenu de 24 h à 173°C, les caractéristiques mécaniques statiques (limite d'élasticité  $R_{0,2}$  et résistance à la rupture  $R_m$  en MPa et allongement A en %) à quart-épaisseur et à mi-épaisseur, dans les sens L et TL. L'ensemble des résultats est reproduit au tableau 9. Ils montrent la faible évolution des propriétés en fonction de l'épaisseur, résultant d'une faible sensibilité à la trempe.

Tableau 9

e (mm)	Prélév.	$R_{0,2(L)}$	$R_{m(L)}$	$A_{(L)}$	$R_{0,2(TL)}$	$R_{m(TL)}$	$A_{(TL)}$
15	½ ép.	400	451	13,6	392	458	12,1
40	½ ép.	387	439	13,7	376	448	11,2
80	½ ép.	388	436	11,4	376	443	9,8
80	¼ ép.	410	466	11,9	467	400	9,7

[0049] Ces tôles sont particulièrement adaptées à la fabrication d'éléments d'intrados d'ailes d'avions par une gamme de fabrication comportant un usinage et une ou plusieurs opérations de mise en forme.

### Revendications

- Elément de structure, notamment un élément d'intrados d'aile d'avion, réalisé à partir d'un produit laminé, filé ou forgé, en alliage de composition (% en poids) :  
Cu : 4,6 - 5,3    Mg : 0,10 - 0,50    Mn : 0,15 - 0,45    Si < 0,10    Fe < 0,15    Zn < 0,20    Cr < 0,10    autres éléments < 0,05 chacun et < 0,15 au total, reste Al, traité par mise en solution, trempe, traction contrôlée à plus



## EP 1 114 877 A1

de 1,5% de déformation permanente et revenu.

2. Élément de structure selon la revendication 1, caractérisé en ce que  $Si < 0,08\%$ .
- 5 3. Élément de structure selon l'une des revendications 1 ou 2, caractérisé en ce que  $Fe < 0,09\%$ .
4. Élément de structure selon l'une des revendications 1 à 3, caractérisé en ce que  $Cu > 4,8\%$ , et, de préférence,  $> 4,9\%$ .
- 10 5. Élément de structure selon l'une des revendications 1 à 4, caractérisé en ce que  $Cu > 5\%$ .
6. Élément de structure selon l'une des revendications 1 à 5, caractérisé en ce que  $Mg$  est compris entre 0,20 et 0,40%.
- 15 7. Élément de structure selon l'une des revendications 1 à 6, caractérisé en ce que  $Mn$  est compris entre 0,25 et 0,40%.
8. Élément de structure selon l'une des revendications 1 à 7, caractérisé en ce qu'il présente une limite d'élasticité  $R_{0,2}$  (sens TL)  $> 350$  MPa, et de préférence  $> 370$  MPa.
- 20 9. Élément de structure selon l'une des revendications 1 à 8, caractérisé en ce qu'il présente une ténacité  $K_{Ic}$  (sens L-T)  $> 42$  MPa $\sqrt{m}$ .
10. Élément de structure selon l'une des revendications 1 à 9, caractérisé en ce qu'il présente une résistance à la corrosion intercrystalline de type P selon la norme ASTM G110.
- 25 11. Élément de structure selon l'une des revendications 1 à 10, caractérisé en ce que la mise en solution a lieu à une température inférieure de moins de 10°C à la température de fusion commençante de l'alliage.
- 30 12. Élément de structure selon l'une des revendications 1 à 11, caractérisé en ce que le revenu est pratiqué à une température  $> 160^\circ C$  (de préférence  $> 170^\circ C$ ).
13. Élément de structure selon l'une des revendications 1 à 12, caractérisé en ce que le revenu est pratiqué en même temps qu'une opération de formage.
- 35 14. Élément de structure selon l'une des revendications 1 à 13, caractérisé en ce qu'il présente dans toute l'épaisseur un taux de recristallisation supérieur à 70%, et de préférence à 90%.
- 40 15. Élément de structure selon l'une des revendications 1 à 14, caractérisé en ce qu'il fait partie d'un intrados d'aile d'avion.
16. Élément de structure selon l'une des revendications 1 à 14, caractérisé en ce qu'il est obtenu par usinage.
- 45 17. Élément d'intrados d'aile d'avion selon la revendication 16, caractérisé en ce que la peau et les raidisseurs sont obtenus par l'usinage d'un même produit de départ.
18. Élément de structure selon l'une des revendications 16 ou 17, caractérisé en ce qu'il présente, après usinage, une flèche  $f$  dans les sens L et TL telle que :

50

$$f_e < 0,10 l^2$$

$f$  étant exprimé en  $\mu m$ ,  $e$  étant l'épaisseur de l'élément et  $l$  la longueur de l'éprouvette en forme de barreau en mm.

- 55 19. Procédé de fabrication d'un élément de structure comportant :

a) la coulée d'une plaque ou d'une billette de la composition :

$Cu : 4,6 - 5,3$   $Mg : 0,10 - 0,50$   $Mn : 0,15 - 0,45$   $Si < 0,10$   $Fe < 0,15$   $Zn < 0,20$   $Cr < 0,10$  autres éléments  $< 0,05$

chacun et < 0,15 au total, reste aluminium,  
b) l'homogénéisation de cette plaque ou billette,  
c) la transformation à chaud de cette plaque par laminage ou de cette billette par filage ou forgeage pour  
obtenir un produit d'épaisseur supérieure à 10 mm,  
5 d) la trempe du produit transformé à chaud,  
e) la mise en solution de ce produit, de préférence à une température inférieure de moins de 10°C à la température de fusion commençante de l'alliage,  
f) la traction contrôlée du produit jusqu'à une déformation permanente de plus de 1,5%,  
g) le revenu du produit à une température supérieure à 160°C, éventuellement associé à un formage,  
10 h) l'usinage du produit éventuellement formé jusqu'à la forme finale de l'élément de structure.

20. Procédé selon la revendication 19, caractérisé en ce que la plaque ou la billette coulée a une teneur en Cu > 4,8%,  
et de préférence > 4,9%.

15 21. Procédé selon la revendication 19 ou 20, caractérisé en ce que la plaque ou la billette coulée a une teneur en Mg  
comprise entre 0,20 et 0,40%.

22. Procédé selon l'une des revendications 19 à 21, caractérisé en ce que la plaque ou la billette coulée a une teneur  
20 en Mn comprise entre 0,25 et 0,40%.

23. Procédé selon l'une des revendications 19 à 22, caractérisé en ce que le revenu est effectué à une température  
> 170°C.

24. Procédé selon l'une des revendications 19 à 23, caractérisé en ce que produit est une tôle obtenue par laminage  
25 à chaud avec une température d'entrée inférieure d'au moins 40°C (et de préférence d'au moins 50°C) à la température de mise en solution.

30

35

40

45

50

55



Office européen  
des brevets

## RAPPORT DE RECHERCHE EUROPEENNE

Numéro de la demande  
EP 00 42 0263

DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS			
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes	Revendication concernée	CLASSEMENT DE LA DEMANDE (Int.Cl.7)
D,A	FR 1 379 764 A (PECHINEY) 17 octobre 1963 (1963-10-17) * colonne 1, alinéa 2 *	1	C22C21/16 C22F1/057
D,A	US 5 376 192 A (CASSADA III WILLIAM A) 27 décembre 1994 (1994-12-27) * tableau 2 *	1	
A	US 4 610 733 A (SANDERS JR ROBERT E ET AL) 9 septembre 1986 (1986-09-09)		
A	FR 2 472 618 A (SHOWA ALUMINIUM IND) 3 juillet 1981 (1981-07-03)		
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (Int.Cl.7)
			C22C C22F
Le présent rapport a été établi pour toutes les revendications			
Lieu de la recherche <b>LA HAYE</b>		Date d'achèvement de la recherche <b>16 mai 2001</b>	Examineur <b>Gregg, N</b>
CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet antérieur, mais publié à la date de dépôt ou après cette date D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant			

EPO FORM 1503 03 02 (F04C02)

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE EUROPEENNE  
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET EUROPEEN NO.**

EP 00 42 0263

La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relatifs aux documents brevets cités dans le rapport de recherche européenne visé ci-dessus.  
Lesdits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du  
Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets.

16-05-2001

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
FR 1379764 A	05-03-1965	BE 641360 A	
		CH 429949 A	15-02-1967
		DE 1464395 A	06-03-1969
		DK 111366 B	05-08-1968
		FR 1377764 A	19-02-1965
		GB 1044070 A	28-09-1966
		NL 301884 A	
		NO 116329 B	10-03-1969
		SE 313878 B	25-08-1969
		US 3296508 A	03-01-1967
		US 3333168 A	25-07-1967
		US 3383168 A	14-05-1968
US 5376192 A	27-12-1994	CA 2142462 A	17-03-1994
		DE 69326838 D	25-11-1999
		DE 69326838 T	27-04-2000
		EP 0656956 A	14-06-1995
		WO 9405820 A	17-03-1994
		US 5512112 A	30-04-1996
		US 5593516 A	14-01-1997
US 4610733 A	09-09-1986	CA 1242961 A	11-10-1988
		GB 2169617 A, B	16-07-1986
		US RE33092 E	17-10-1989
FR 2472618 A	03-07-1981	JP 1021217 B	20-04-1989
		JP 1611953 C	30-07-1991
		JP 56069344 A	10-06-1981
		JP 1465595 C	10-11-1988
		JP 56069348 A	10-06-1981
		JP 63014059 B	29-03-1988
		JP 1465596 C	10-11-1988
		JP 56069346 A	10-06-1981
		JP 63014058 B	29-03-1988
		AU 572552 B	12-05-1988
		AU 3271184 A	20-12-1984
		AU 576472 B	01-09-1988
		AU 6410580 A	20-08-1981
		CA 1177679 A	13-11-1984
		CA 1209825 C	19-08-1986
		CA 1209826 C	19-08-1986
		DE 3041942 A	21-05-1981
		GB 2065516 A, B	01-07-1981
		GB 2130941 A, B	13-06-1984
		AU 569320 B	28-01-1988
		AU 3271284 A	20-12-1984

EPO FORM P0480

Pour tout renseignement concernant cette annexe : voir Journal Officiel de l'Office européen des brevets, No.12/82

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE EUROPEENNE  
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET EUROPEEN NO.**

EP 00 42 0263

La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relatifs aux documents brevets cités dans le rapport de recherche européenne visé ci-dessus.

Lesdits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du

Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets.

16-05-2001

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
FR 2472618 A		GB 2128914 A,B	10-05-1984

EPO FORM P0460

Pour tout renseignement concernant cette annexe : voir Journal Officiel de l'Office européen des brevets, No.12/82